第 40 卷　第 2 期
2023 年 4 月

应　用　力　学　学　报
Chinese Journal of Applied Mechanics

Vol. 40 No. 2
Apr. 2023

文章编号:1000-4939(2023)02-0275-07

气动环境下结构噪声载荷谱编制方法

王琰[1,2],郭定文[1,2]

(1. 中国飞机强度研究所,710065 西安;2. 航空声学与振动航空科技重点实验室,710065 西安)

摘　要:目前针对既受气动静压力又受声载荷的结构,试验考核时大部分是静强度与声疲劳寿命分开考核,但是气动静压产生的拉伸平均应力会影响结构的声疲劳寿命,本研究提供一种气动环境下结构噪声载荷谱编制方法,将气动静压对结构寿命的影响等效到声载荷中,便于在实验室中进行疲劳寿命验证。通过有限元研究了气动静压对结构振动特性和响应特性的影响,计算得到了不同压力情况下结构的振动特性,并且得到了气动静压与声载荷联合作用下结构的响应,根据相应材料的随机 *S-N* 曲线计算得到不同静压下结构的声疲劳寿命,得出了气动静压达到一定值会严重影响结构声疲劳寿命的结论。随后利用修正 Goodman 公式将平均应力非零状态的动应力转化为零平均应力时的动应力,然后根据损伤等效关系将气动静压对结构寿命的影响等效到声载荷中。研究给出了气动环境下结构噪声载荷谱编制方法。

关键词:平均应力;声疲劳;载荷谱;损伤等效;修正 Goodman 公式

中图分类号:V215.1　　**文献标志码:**A　　**DOI:**10.11776/j.issn.1000-4939.2023.02.005

A method for compiling structure sound load spectrum in aerostatic environment

WANG Yan[1,2], GUO Dingwen[1,2]

(1. Aircraft Strength Research Institute of China, 710065 Xi'an, China;
2. Laboratory of Aeronautical Acoustics and Vibration, 710065 Xi'an, China)

Abstract: Currently, for structures subjected to both aerostatic pressure and sound load, most verification tests of static strength and acoustic fatigue life in the laboratory are separated. However, the average tensile stress generated by aerostatic pressure will affect the acoustic fatigue life of the structure. This paper provides a method for compiling the structure sound load spectrum in aerostatic environment, which equals the influence of aerostatic pressure on the structure lifetime into the sound load, which is convenient for the acoustic fatigue life verification in the laboratory. First, the influence of aerostatic pressure on the vibration characteristics and stress response characteristics of the structure is studied by finite element method. Then the vibration characteristics of the structure under different pressures are calculated, and the stress response of the structure under the combined action of aerostatic pressure and sound load is obtained. Final-

收稿日期:2022-04-21　　**修回日期:**2022-06-12
基金项目:航空基金资助项目(No. 20181523005)
通信作者:王琰,高级工程师。E-mail: wangyannpu@163.com
引用格式:王琰,郭定文. 气动环境下结构噪声载荷谱编制方法[J]. 应用力学学报,2023,40(2):275-281.
WANG Yan, GUO Dingwen. A method for compiling structure sound load spectrum in aerostatic environmen[J]. Chinese journal of applied mechanics, 2023, 40(2):275-281.

ly, according to the random *S-N* curve of the corresponding material, the acoustic fatigue life of the structure under different static pressures are calculated. We concluded that when the aerostatic pressure reaches a certain value, it will seriously affect the acoustic fatigue life of the structure. Then the modified Goodman formula is used to convert the dynamic stress of the non-zero mean stress state into the dynamic stress of zero mean stress. The effect of aerostatic pressure on the life of the structure is equal to the sound load according to the damage equivalent relationship. The research provides a method for compiling the structure sound load spectrum in aerostatic environment.

Key words: mean stress; acoustic fatigue life; sound load spectrum; equivalent damage; modified Goodman formula

对于喷气式军用飞机,进气道是保证发动机正常工作的重要部件之一,它直接影响到发动机的工作效率,对飞机性能有很大的影响。军用飞机进气道结构除了承受常规的气动压力载荷外,还承受强噪声的作用(附面层压力脉动、发动机压气机产生的噪声、空腔共鸣噪声等[1])。先进战机为了满足隐身性能的要求,采用 S 型进气道,S 型进气道内部存在着较强的流动分离与再附、激波振荡等非定常现象,管道内流场比较复杂,管道动态压力脉动频率和幅值较高,可能导致管道表面局部载荷集中和动强度增大,威胁着进气道结构部件寿命和安全[2]。进气道结构强度品质多样,有静强度、刚度和声疲劳寿命要求[3]。

飞机结构在使用过程中不可避免地受到疲劳载荷的作用,载荷谱是对疲劳载荷的描述[4]。疲劳载荷按来源可分为机动载荷谱、阵风载荷谱、地面载荷谱、座舱增压谱、振动谱、声载荷谱、热载荷谱等[4]。编制恰当的载荷谱是飞机结构疲劳、损伤容限和耐久性设计或现有机种寿命评定的首要工作[5]。姚起航等[6]指出“结构噪声载荷谱是结构抗声疲劳设计的基础,是分析评定飞机结构抗声疲劳性能的重要参数”。

从结构可靠性设计角度出发,载荷谱分为基准谱和严重谱[7]。基准谱又称平均谱,被广泛的应用于飞-续-飞载荷谱编制中,飞-续-飞载荷谱被广泛的应用[8-13]。国内严重谱相对基准谱发展较晚,国军标 GJB67.6A—2008 中提出了严重谱的编制要求[14],近年来国内学者针对严重谱的编制进行了相关研究。贺小帆等[15]对严重谱的概念、编制方法以及应用计数及发展趋势做了介绍。张佳佳等[16-17]提出了基于统计分析的严重载荷谱编制方法。殷之平等[7]提出了基于载荷发生频次、超载迟滞效应的耐久性载荷谱(严重谱)编制方法。王勇军等[18]研究了耐久性严重谱下结构寿命的疲劳分散系数。王创奇等[19]研究了影响疲劳寿命分散系数的主要因素,并提出一种基准谱与严重谱的折算思路和方法。编制的载荷谱为试验验证提供输入,一部分学者[20-23]从试验实施的角度出发,对试验用载荷谱编制进行了研究,分别提出了更适用于试验的载荷谱编制方法。

以上对载荷谱编制的研究都是针对常规疲劳以及静力试验,目前部分学者对振动疲劳、声疲劳试验载荷编制方法开展了一定的研究。李斌潮等[24]提出一种基于频率雨流计数方法的振动疲劳载荷谱编制。毛森鑫等[25]根据雨流计数法、快速傅里叶变换方法和 Miner 法则,提出了基于时域和频域概念的振动疲劳载荷谱编制方法。钟响亮[26]对多轴随机振动加速疲劳载荷谱编制方法进行了研究。TRAPP 等[27]将非稳态载荷分解为准稳态载荷。姚进[28]、徐泽等[3]介绍了声载荷谱的编制方法,编谱方法中只考虑了声载荷,未考虑其它载荷。目前极少见关于气动环境下结构噪声载荷谱编制的介绍。

试验时多种载荷加载需要考虑的因素更多,加载难度相对更大,载荷谱编制的时候考虑将多种载荷转换为一种载荷,这势必会降低试验时载荷加载难度。国内有学者开展了将多种载荷等效为一种载荷的研究,以期降低试验成本。肖阳等[29]提出了一种基于损伤曲线的疲劳-蠕变载荷等效转换方法,将疲劳-蠕变载荷转换为疲劳载荷,避免了疲劳-蠕变复合加载,降低了试验成本。气动压力与声载荷同时加载时,受空间的影响,使气动压力施加难度增加,特别是高压力情况。本研究提出了一种气动环境下结构噪声载荷谱编制方法,通过损伤等效将气动静载对结构寿命的影响等效到声载荷中。

1 声静联合作用响应特性研究

首先通过有限元的方法研究气动压力对结构的

振动特性、声响应特性的影响。

1.1　有限元模型

对金属典型壁板进行声静联合作用下的响应特性分析，壁板的尺寸为655 mm×380 mm，板厚2 mm，材料为7050，杨氏模量为72.4 GPa，泊松比0.324，密度2 840 kg/m^3，平板四边固支。

声响应分析时，声压为垂直于平板的压力，与声压方向相同的静压定义为正压，与声压方向相反的静压定义为负压。

1.2　振动特性分析

研究静压对结构振动特性的影响，分析得到不同静压下壁板的共振频率如表 1 所示。无静压与含静压（正压）的振型对比如表 2。从表 1 可以看出，静压的作用使结构的共振频率大幅增大，随着静压的增大，结构的共振频率随之增大。静压对结构振型影响不大。

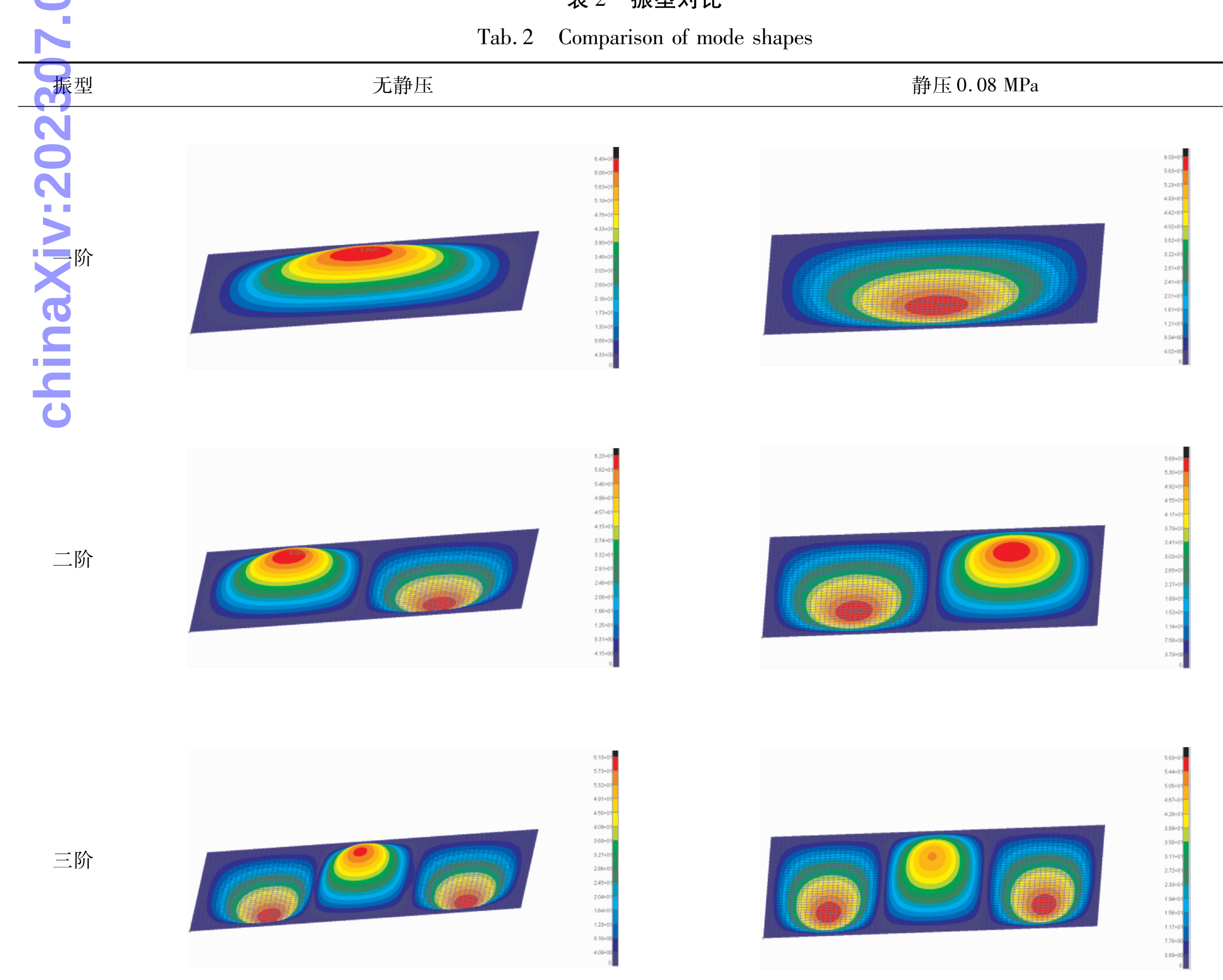
表 1　静压对结构共振频率的影响

Tab. 1　Effect of static pressure on structure resonance frequency

计算工况	无静压	静压 0.02 MPa	静压 0.04 MPa	静压 0.06 MPa	静压 0.08 MPa
一阶/Hz	86.8	260.9	331.6	380.7	419.6
二阶/Hz	122.2	284.0	358.5	410.9	452.6
三阶/Hz	183.8	336.5	415.7	472.8	518.8
四阶/Hz	220.1	356.4	428.2	480.5	522.9
五阶/Hz	253.4	386.8	464.3	521.6	568.1

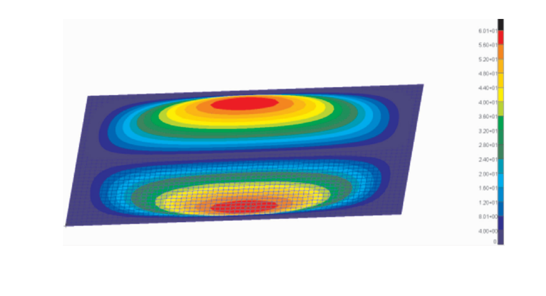
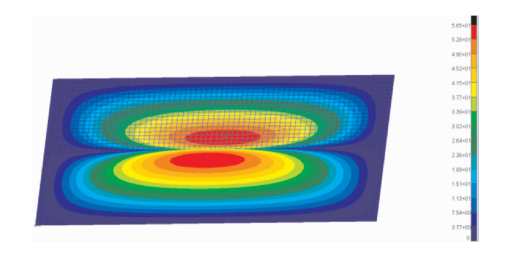
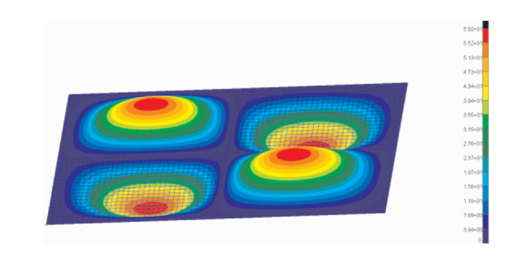
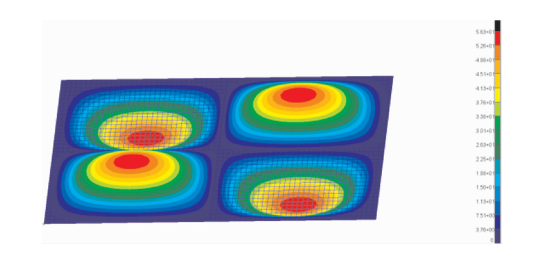
表 2　振型对比

Tab. 2　Comparison of mode shapes



振型	无静压	静压 0.08 MPa
一阶		
二阶		
三阶		

续表 2

振型	无静压	静压 0.08 MPa
四阶		
五阶		



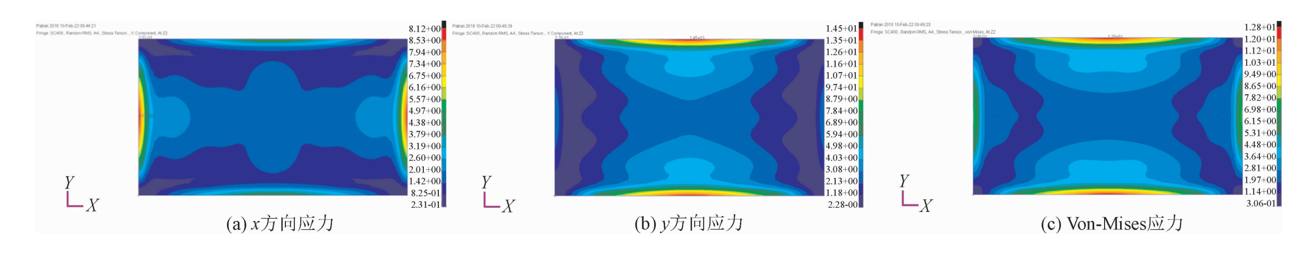
1.3　结构响应特性分析

对结构进行声静联合响应分析。声载荷均为总声压级 160 dB 的平直谱(频率范围 50 ~ 1 000 Hz),静载为正压,大小分别为 0.02、0.04、0.06、0.08 MPa,通过有限元分析得到不同工况下的应力最大值如表 3 所示,声静联合作用下结构应力分布如图 1 所示。从表 3 可以看出,声静联合作用下结构的动应力与声单独作用下相比是降低了,这是因为静压的作用导致结构的刚度增加,降低了结构的动应力。但是静压产生了很高的平均应力。

表 3　声静联合作用下应力情况

Tab. 3　Stress under combined sound and static pressure

计算工况	声动应力	静压 0.02 MPa + 声		静压 0.04 MPa + 声		静压 0.06 MPa + 声		静压 0.08 MPa + 声	
		静应力	动应力	静应力	动应力	静应力	动应力	静应力	动应力
x 方向应力/MPa	19.80	125.00	12.70	200.00	10.81	261.00	9.82	314.00	9.12
y 方向应力/MPa	38.00	152.00	20.51	238.00	17.40	308.00	15.68	368.00	14.50
Von Mises 应力/MPa	33.6	135	18.1	211	15.4	272	13.9	326	12.8



(a) x方向应力　(b) y方向应力　(c) Von-Mises应力

图 1　声静联合作用下应力云图

Fig. 1　Stress under the combined sound and static pressure

2　疲劳寿命分析

平均应力会影响疲劳寿命,特别是高周疲劳区域,而声疲劳为典型的高周疲劳。因此,平均应力严重影响结构的声疲劳寿命。不同的平均应力对疲劳寿命的影响如图 2[30] 所示。

从图 2 相同应力水平下不同的 S-N 曲线的寿命可以看出拉伸平均应力是有害的,压缩平均应力对疲劳寿命有可能是有益的。拉伸平均应力增加导致

疲劳寿命减少，Gerber、修正 Goodman 等经验模型可以将平均应力不等于零的交变应力幅转化为平均应力为零时等效损伤交变应力幅。

声静联合作用时，静载引起的平均应力会影响结构的寿命，采用平均应力修正公式将声静联合作用下应力幅转换为等效应力幅，本研究采用修正 Goodman 公式。对响应特性分析结果中 y 方向的应力进行修正，然后根据 7050 材料的模拟声疲劳 S-N 曲线 $\lg S_{rms} = -0.175\,89\lg N_r + 2.888\,5$ 以及每个状态的共振频率，计算得到结构的寿命，如表 4 所示。从表中可以看出静压会影响结构的声疲劳寿命，特别是当静压超过一定值时，会严重降低结构的声疲劳寿命。

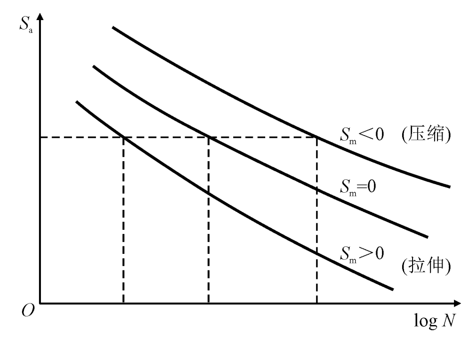


图 2　平均应力对 S-N 曲线的影响

Fig 2　Effect of mean stress on S-N curves

表 4　不同静压作用下的应力及寿命

Tab. 4　Vibration stress and life under combined sound and static pressure

计算工况	声 160 dB	静压 0.02 MPa + 声 160 dB	静压 0.04 MPa + 声 160 dB	静压 0.06 MPa + 声 160 dB	静压 0.08 MPa + 声 160 dB
修正后的应力/MPa	38.0	29.9	34.3	43.3	60.9
寿命/h	88.2	114.1	41.3	9.6	1.2

3　气动环境下结构噪声载荷谱编制

通过寿命分析可以看出静压的作用对结构声疲劳寿命的影响很大，因此，对于既承受声载荷又有静压的结构，在结构考核时应考虑两种载荷同时加载。声疲劳试验一般在行波管中进行，受空间等条件的限制，声载荷与静压同时加载存在一定的难度，特别是高压力工况。为了解决静压与声载荷的同时加载或者无法满足不同状态静载荷与声载荷的加载问题，可以考虑将静压的影响等效到声载荷谱中。

本研究采用状态归纳法进行气动环境下结构噪声载荷谱编制。气动环境下结构噪声载荷谱编制时，首先利用 Goodman 修正公式将含静压时的振动应力等效为 0 平均应力状态；然后基于损伤等效原理，利用材料或结构的随机 S-N 曲线将气动环境下的声压、结构共振频率、结构破坏时间与纯声载荷情况下的声压、共振频率、破坏时间建立关系；最后将不同状态的数据进行归纳处理，从而得到等效的载荷谱。

在进行载荷等效时需要结构或材料的随机 S-N 曲线，S-N 曲线表示为

$$\lg S_a = b\lg N + a \tag{1}$$

其中：N 为循环次数；S_a 为应力幅值；b、a 为材料常数。

将静载与声载荷的情况等效为纯声载荷。假设，纯声载荷作用下振动应力为 S_a，持续时间为 T，频率为 f，循环次数为 N。含静载的情况有 m 个状态，记为 $Q_i(i=1,\cdots,m)$，其相应的振动应力、平均应力、持续时间、频率分别为：S_{ai}、S_{mi}、T_i、$f_i(i=1,\cdots,m)$。首先，按照修正 Goodman 公式进行等效，将含静载时的振动应力幅等效为 0 平均应力状态，即

$$S_{a0ei} = \frac{S_{ai}}{1 - \dfrac{S_{mi}}{S_{ts}}} \tag{2}$$

其中：S_{a0ei} 为 i 状态等效为 0 平均应力时的振动应力幅；S_{ai} 为 i 状态的振动应力幅；S_{mi} 为 i 状态的平均应力；S_{ts} 为材料的拉伸强度。

应力与声压的关系可以表示为

$$\frac{S_{a1}}{S_{a2}} = \frac{P_1}{P_2} \tag{3}$$

其中：S_{a1}、S_{a2} 为 0 平均应力时的应力幅；P_1、P_2 为声压。

根据损伤等效关系，式(1)、(3)可以表示为

$$\frac{N_2}{N_1} = \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{1}{b}} \tag{4}$$

又

$$N = T \cdot f \tag{5}$$

其中：T 为破坏时间；f 为频率；N 为循环次数。

则式(4)可以表示为

$$T_2 = \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{1}{b}} \frac{f_1}{f_2} T_1 \tag{6}$$

设纯声载荷作用时的声压谱为 P_r，令该状态对应的持续时间为 T_r，按等效原则将含平均应力的第

Q_i状态的声数据向 P_r 进行转换,并求出等效后的作用时间为

$$T_{ei} = \left(\frac{P_r}{P_i}\right)^{\frac{1}{b}} \frac{f_i}{f_r} T_i \tag{7}$$

将所有的 m 个状态都按此等效原则进行转换,最后得出结构经受的等效声压谱值为 P_r 时,等效持续时间为

$$T_{re} = \sum_{i=1}^{m} \left(\frac{P_r}{P_i}\right)^{\frac{1}{b}} \frac{f_i}{f_r} T_i \tag{8}$$

式(8)为将含静压的状态的载荷等效为纯声载荷时的持续时间。如果声载荷是平直谱,等效过程中要注意加载频率范围;如果声载荷是 1/3 倍频程谱或倍频程谱,则要注意等效前后主要响应频率是否在同一个 1/3 倍频程带/倍频程带内,当等效前后的主要响应频率不在同一个 1/3 倍频程带/倍频程带内,要保证两者的响应频率所在的 1/3 倍频程带/倍频程带内的声压谱级相同。

将不同状态静载荷与声载荷等效为某一静载荷与声载荷。假设,含静载的情况共 n 个状态,记为 $Q_k(k=1,\cdots,n)$,其相应的声载荷、静压、振动应力、平均应力、持续时间、分别为:P_k、P_{0k}、S_{ak}、S_{mk}、T_k、f_k($k=1,\cdots,n$),假设将所有的状态均转化成声载荷 P_1、静压 P_{01}状态。首先根据式(2)将振动应力转化为0 平均应力,则 P_1、P_{01}状态对应的 0 平均应力为 S_{a0e1}、持续时间为 T_1、纯声载荷为 P_{e1}。根据式(7)将其余状态的载荷向 P_{e1} 转换,得到等效时间,然后根据式(8)得到 n 个状态的声载荷为 P_1、静压为 P_{01} 的等效持续时间。

为了验证编谱方法的有效性,后续工作中,通过对同一个结构分别施加等效前的静压 + 声载荷、声载荷,来验证结构的疲劳寿命是否一致。

4 结　论

1)静压对结构的振动特性、声响应特性、结构声疲劳寿命均有影响,当静压达到一定值时,静压会严重影响结构的声疲劳寿命。

2)编制的载荷谱将静压的影响等效到声载荷中,在实验室进行含静压结构的声疲劳试验时,通过施加等效后的声载荷对结构声疲劳性能进行考核,避免了不考虑静压而导致结构欠考核或过考核的情况。

参考文献:

[1] 许泽,许希武,曾宁,等. 进气道结构完整性评定技术研究[J]. 航空学报,2006,27(3):436-439.
XU Ze,XU Xiwu,ZENG Ning,et al. The research of air inlet structure integrity assessment technology[J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica,2006,27(3):436-439(in Chinese).

[2] 李锋,左林玄. 军用飞机气动力动态问题研究现状和需求[J]. 飞机设计,2015,35(6):76-80.
LI Feng,ZUO Linxuan. The present research state and demand of avion aerodynamic problems[J]. Aircraft design,2015,35(6):76-80(in Chinese).

[3] 许泽,许希武,曾宁,等. 歼击机进气道结构强度设计方法研究[J]. 应用力学学报,2006,23(1):159-162.
XU Ze,XU Xiwu,ZENG Ning,et al. Air inlet structural strength design method[J]. Chinese journal of applied mechanics,2006,23(1):159-162(in Chinese).

[4] 蒋祖国,田丁栓,周占廷. 飞机结构载荷/环境谱[M]. 北京:电子工业出版社,2012.

[5] 李玉海,王成波,陈亮,等. 先进战斗机寿命设计与延寿技术发展综述[J]. 航空学报,2021,42(8):43-69.
LI Yuhai,WANG Chengbo,CHEN Liang,et al. Overview on development of advanced fighter life design and extension technology[J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica,2021,42(8):43-69(in Chinese).

[6] 姚起杭,杨学勤. 飞机结构声疲劳设计手册[M]. 北京:航空工业出版社,1998:194.

[7] 殷之平,沈亚强,种晖,等. 载荷发生频次和超载迟滞的耐久性载荷谱编制方法研究[J]. 机械科学与技术,2019,38(1):134-141.
YIN Zhiping,SHEN Yaqiang,CHONG Hui,et al. Compilation methods of durable load-spectrum upon spectral frequency and overload retardation effect[J]. Mechanical science and technology for aerospace engineering,2019,38(1):134-141(in Chinese).

[8] 霍文辉,孙小平,付友波. 基于实测数据的飞-续-飞疲劳载荷谱研究[J]. 现代制造技术与装备,2021,57(2):22-24.
HUO Wenhui,SUN Xiaoping,FU Youbo. Study on fatigue load spectrum offight-continuation-fight based on measured data[J]. Modern manufacturing technology and equipment,2021,57(2):22-24(in Chinese).

[9] 王想生,胡玫瑰. 运输机突风飞-续-飞试验载荷谱研究[J]. 飞机设计,2013,33(1):40-45.
WANG Xiangsheng,HU Meigui. The development of the flight-by-flight testing load spectrum of gust[J]. Aircraft design,2013,33(1):40-45(in Chinese).

[10] 隋福成,刘文珽. 飞机等幅疲劳试验载荷谱编制技术研究[J]. 机械强度,2008,30(2):266-269.
SUI Fucheng,LIU Wenting. Study on the technique of developing constant amplitude load spectrum for aircraft fatigue test[J]. Journal of mechanical strength,2008,30(2):266-269(in Chinese).

[11] HEULER P,KLÄTSCHKE H. Generation and use of standardised

load spectra and load-time histories[J]. International journal of fatigue,2005,27(8):974-990.

[12] BARROIS W. Use of standardized sequences of flight-by-flight load spectra in fatigue testing of structural aircraft components[J]. Engineering fracture mechanics,1977,9(2):317-330.

[13] 王智,李京珊,张福泽. 用代表中值损伤的"飞行大纲"编排飞机载荷谱的方法[J]. 机械强度,2004,26(5):517-521.
WANG Zhi,LI Jingshan,ZHANG Fuze. Method of developing aircraft spectrum based on the flight training program with median damage[J]. Journal of mechanical strength,2004,26(5):517-521 (in Chinese).

[14] 中国人民解放军总装备部. 军用飞机结构强度规范 第 6 部分:重复载荷、耐久性和损伤容限:GJB 67.6A－2008[S]. 北京:中国人民解放军总装备部,2008.

[15] 贺小帆,朱俊贤. 军用飞机结构耐久性严重谱编制与应用研究进展[J]. 航空学报,2022,43(12):57-70.
HE Xiaofan,ZHU Junxian. Advances in durability severe spectrum:development and application for military aircraft structures [J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica,2022,43(12):57-70 (in Chinese).

[16] 张佳佳,蒋祖国,冯建民. 基于单机统计分析的严重载荷谱编制方法研究[J]. 工程与试验,2018,58(4):25-30.
ZHANG Jiajia,JIANG Zuguo,FENG Jianmin. Research on generating method for severe load spectrum based on individual airplane statistical analysis[J]. Engineering & test,2018,58(4):25-30(in Chinese).

[17] 张佳佳,蒋祖国,冯建民. 基于飞行科目统计分析的严重谱编制方法[J]. 航空工程进展,2019,10(3):363-370.
ZHANG Jiajia,JIANG Zuguo,FENG Jianmin. Generating methods of severe load spectra for airplanes based on statistic analysis in flight subjects[J]. Advances in aeronautical science and engineering,2019,10(3):363-370(in Chinese).

[18] 王勇军,李唐,兑红娜. 飞机结构耐久性严重谱下疲劳分散系数研究[J]. 机械强度,2021,43(4):955-959.
WANG Yongjun,LI Tang,DUI Hongna. Study on fatigue scatter factor of aircraft structure under durability severe load spectrum [J]. Journal of mechanical strength,2021,43(4):955-959 (in Chinese).

[19] 王创奇,孟新意. 基于实测数据的疲劳寿命分散系数取值研究[J]. 航空工程进展,2020,11(3):394-399.
WANG Chuangqi,MENG Xinyi. Research on the fatigue life scatter factor value based on measured data[J]. Advances in aeronautical science and engineering,2020,11(3):394-399(in Chinese).

[20] 郭琼,夏峰. 飞机结构静力试验载荷实施谱编制技术[J]. 工程与试验,2020,60(1):14-17.
GUO Qiong,XIA Feng. Technology of compiling the load actuating spectrum of aircraft structure static load test[J]. Engineering & test,2020,60(1):14-17(in Chinese).

[21] 吕万韬,熊俊,赵新新. 一种高效的正常类飞机全机疲劳试验方法[J]. 民用飞机设计与研究,2020(3):29-34.
LÜ Wantao,XIONG Jun,ZHAO Xinxin. An efficient full-scale fatigue test method for normal aircraft[J]. Civil aircraft design & research,2020(3):29-34(in Chinese).

[22] 张侃,廖江海,董登科. 一种疲劳载荷谱简化方法及其程序实现技术[C]//第 28 全国结构工程学术会议论文集. 南昌:中国力学学会,2019:332-336.

[23] 张海英,牛智奇,董登科,等. 疲劳裂纹扩展试验载荷谱加重方法研究[J]. 工程力学,2015,32(9):236-242.
ZHANG Haiying,NIU Zhiqi,DONG Dengke,et al. Research on load enhancement method for fatigue crack growth test[J]. Engineering mechanics,2015,32(9):236-242(in Chinese).

[24] 李斌潮,唐靖,殷之平. 基于频率雨流计数法的发动机振动疲劳载荷谱编制[J]. 航空工程进展,2021,12(1):24-29.
LI Binchao,TANG Jing,YIN Zhiping. The load spectrum compilation of engine vibration fatigue based on frequency rain-flow counting method[J]. Advances in aeronautical science and engineering, 2021,12(1):24-29(in Chinese).

[25] 毛森鑫,时寒阳,李开响,等. 振动疲劳载荷谱编制与试验验证[J]. 航空学报,2022,43(7):504-518.
MAO Senxin,SHI Hanyang,LI Kaixiang,et al. Vibration fatigue load spectrum compilation and test verification[J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica,2022,43(7):504-518(in Chinese).

[26] 钟响亮. 多轴随机振动加速疲劳载荷谱编制方法研究[D]. 成都:西南交通大学,2017.

[27] TRAPP A,WOLFSTEINER P. Fatigue assessment of non-stationary random loading in the frequency domain by a quasi-stationary Gaussian approximation[J]. International journal of fatigue,2021, 148:106214.

[28] 姚进. 制定飞机结构声疲劳载荷谱的方法研究[J]. 航空学报, 1996,17(7):113-115.
YAO Jin. A method for developing sonic fatigue test spectrum of aircraft structure [J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica, 1996,17(7):113-115(in Chinese).

[29] 肖阳,徐可君,秦海勤,等. 基于疲劳-蠕变载荷等效转换的涡轮盘载荷谱编制及寿命预测[J]. 推进技术,2020,41(10): 2316-2324.
XIAO Yang,XU Kejun,QIN Haiqin,et al. Load spectrum compiling and life prediction for turbine disc based on equivalent transformation of Fatigue-Creep load[J]. Journal of propulsion technology,2020,41(10):2316-2324(in Chinese).

[30] Vibration and Acoustic Fatigue Committee. Fatigue damage and life under random loading:ESDU 06009[R]. London:Royal Aeronautical Society,2006.

（编辑　黄崇亚　李坤璐）